

BEST AVAILABLE COPY

RWS Group Ltd, of Europa House, Marsham Way, Gerrards Cross, Buckinghamshire, England, hereby declares that, to the best of its knowledge and belief, the following document, prepared by one of its translators competent in the art and conversant with the English and French languages, is a true and correct translation of the accompanying document in the French language.

Signed this 21st day of September 2006



C. E. SITCH

Acting Managing Director

For and on behalf of RWS Group Ltd

PATENT

**Aircraft piloting system, at least for piloting
the aircraft during a non precision approach
with a view to a landing.**

AIRBUS France

The present invention relates to an aircraft piloting system, at least for piloting the aircraft during a non precision approach with a view to a landing.

5 Within the framework of the present invention, the expression "non precision approach" is understood to mean an approach which is not an instrument precision approach, such as for example an approach of ILS ("Instrument Landing System") type. It is known that,
10 in order to implement an instrument precision approach, use is made of ground stations that are situated on the strip verge and at least one specialized radio receiver mounted aboard the aircraft, which provides horizontal and vertical guidance before and during landing by
15 presenting the pilot with the lateral deviation with respect to an approach axis and the vertical deviation with respect to a descent plane. Such an instrument precision approach affords considerable and effective assistance with landing (through lateral guidance and
20 vertical guidance) in particular through poor visibility (fog, etc) or in the absence of visibility.

A non precision approach, such as considered in the present invention, therefore exists when the above
25 information is not available, at least in part, so that a standard precision approach cannot be implemented.

The present invention relates to a piloting system making it possible to implement a non precision
30 approach such as this.

For this purpose, according to the invention, said piloting system of the type comprising:

- information sources;
- 35 - an information processing unit, which processes information emanating from said information sources; and
- a user device, which uses the results of processings implemented by said information processing unit,

is noteworthy in that:

- said information sources provide said information processing unit with at least one indication of position relating to the actual position of the aircraft and information making it possible to characterize a virtual approach axis; and
- said information processing unit comprises a landing aid multimode receiver comprises an assisted approach mode function, which is able to determine the lateral and vertical deviations between the actual position of the aircraft and the position that it would have if it were on said virtual approach axis, and which transmits the lateral and vertical deviations thus determined to said user device.

Such a landing aid multimode receiver, preferably of MMR ("Multi Mode Receiver") type, is intended in a standard manner to implement an instrument precision approach, for example of ILS type, by using the signals transmitted by the aforesaid ground stations.

By virtue of the integration in accordance with the invention of said so-called FLS assisted approach mode function (which makes it possible to implement a non precision approach) into said landing aid multimode receiver, it is possible to use links between equipment (computers, sensors) that already exist, as specified hereinbelow, and the implementation of the invention requires only modifications of software type, thereby making it possible of course to reduce the cost and bulk.

Moreover, the solution is very robust and upgradeable, since any updates can be carried out (simply and rapidly) in software fashion.

Advantageously, said landing aid multimode receiver comprises a satellite-based positioning function, linked with a satellite-based positioning system.

Furthermore, in a preferred embodiment, said information sources comprise a flight management computer, preferably of FMS ("Flight Management
5 System") type, as well as a plurality of sensors which are connected to said flight management computer.

Additionally, advantageously, said information sources comprise, moreover, an inertial reference unit which
10 determines a first position indication of the aircraft.

In this case, in a first variant, said inertial reference unit provides said first position indication to the flight management computer, which then transmits
15 this first position indication to said landing aid multimode receiver.

Furthermore, in a second variant, said inertial reference unit provides said first position indication
20 directly to said landing aid multimode receiver, by way of a specific link. In this case, advantageously, said landing aid multimode receiver comprises a satellite-based positioning function linked with a satellite-based positioning system, which determines a second
25 position indication, and said landing aid multimode receiver determines on the basis of said first and second position indications a first refined position indication, which is therefore particularly precise.

30 Additionally, in a particular embodiment, the piloting system in accordance with the invention comprises a satellite-based positioning device which determines a third position indication which it provides to said inertial reference unit, and said inertial reference
35 unit determines a second refined position indication on the basis of said first and third position indications. This makes it possible to obtain a particularly reliable and precise position indication.

In this case, in a first variant, said inertial reference unit provides said second refined position indication to the flight management computer, which then transmits this second refined position indication
5 to said landing aid multimode receiver.

In a second variant, said inertial reference unit provides said second refined position indication directly to said landing aid multimode receiver, by way
10 of a specific link. This makes it possible to improve the level of integrity of the aircraft's position indications and, moreover, to reduce their transmission deadline.

15 Additionally, in another particular embodiment, the piloting system in accordance with the invention comprises a satellite-based positioning device which determines a fourth position indication which it provides to a flight management computer, said inertial
20 reference unit provides said first position indication likewise to said flight management computer, and said flight management computer determines, on the basis of said first and fourth position indications, a third refined position indication, which it transmits to said
25 landing aid multimode receiver.

The figures of the appended drawing will elucidate the manner in which the invention may be embodied. In these figures, identical references designate similar
30 elements.

Figures 1 to 4 are the schematic diagrams of various embodiments of the piloting system in accordance with the invention.

35

The system 1 in accordance with the invention and represented in a basic embodiment in figure 1, is intended for the piloting of an aircraft, in particular of a civil transport plane, at least for piloting the

aircraft during a non precision approach (that is to say in the absence of information making it possible to implement a standard instrument precision approach) with a view to a landing on a landing strip (not represented).

Said piloting system 1 which is carried on board the aircraft, is of the type comprising:

- information sources 2;
- 10 - an information processing unit 3, which processes information emanating from said information sources 2; and
- a user device 4, which uses the results of processings implemented by said information
- 15 processing unit 3.

According to the invention:

- said information sources 2 provide said information processing unit 3:
 - 20 ■ with at least one position indication relating to the actual position of the aircraft, which position indication may be determined and transmitted in various ways within the framework of the present invention, as specified hereinbelow; and
 - 25 ■ information making it possible to characterize a virtual approach axis, for the approach to the landing strip. Of course, this information, considered in the non precision approach of the present invention, does not comprise the data from
 - 30 guidance ground stations as in the case of an instrument precision approach; and
- said information processing unit 3 comprises a landing aid multimode receiver 5, preferably of MMR ("Multi Mode Receiver") type which comprises a so-
- 35 called FLS assisted approach mode function 6, relating to a non precision approach and able to determine the lateral and vertical deviations between the actual position of the aircraft and the position that it would have if it were on said virtual

approach axis, and which transmits the lateral and vertical deviations thus determined to said user device 4, by way of a link 7.

- 5 It is known that during a non precision approach, one of a plurality of possible assisted approach modes may be implemented, the assisted approach mode used being selected by the pilot. According to these assisted approach modes:
- 10 - a virtual approach axis is determined, in particular on the basis of information contained in a database carried on board the aircraft and forming part of said information sources 2;
- 15 - the lateral and vertical deviations of the position of the aircraft (of which a position indication is received from said information sources 2) with respect to this virtual approach axis, are computed by way of said FLS assisted approach mode function 6, which is integrated according to the invention into
- 20 said landing aid multimode receiver 5; and
- the aircraft is then piloted in such a way as to cancel out these deviations.

More precisely, said user device 4 uses the information

25 provided by said landing aid multimode receiver 5 to allow the guidance of the aircraft up to its landing, either directly (the user device 4 can then comprise an automatic pilot), or indirectly (the user device 4 can then comprise a display screen, for presenting said

30 information to the pilot who in this case carries out the guidance).

As may be seen in figures 1 to 4, said information sources 2 comprise a flight management computer 8,

35 preferably of FMS ("Flight Management System") type, which is connected by a link 9 to said landing aid multimode receiver 5, as well as a plurality of sensors 10, 11, 12 which are connected respectively by links 13, 14, 15 to said flight management computer 8 and

which comprise in particular:

- a VHF omnidirectional alignment radiobeacon 10, preferably of VOR ("VHF Omnidirectional Range") type. An omnidirectional radiobeacon such as this, with
5 very high frequency and short range, provides on board the aircraft an indication of a bearing of the radiobeacon or the left and right departures from the course;
- a distance measuring device 11, preferably of DME
10 ("Distance Measuring Equipment") type. Such a device measures the round-trip time for signals between the aircraft and a sender/receiver on the ground and deduces therefrom the distance and the ground speed; and
- 15 - an inertial reference unit 12, preferably of IRS ("Inertial Reference System") type or of ADIRS ("Air Data and Inertial Reference System") type.

The flight management computer 8 transmits information
20 (position of the threshold of the landing strip, slope or angle of descent, etc) emanating, for example, from a database, to the landing aid multimode receiver 5, which information makes it possible to characterize a virtual approach axis which is representative of the
25 assisted approach mode, selected by the pilot (from among the plurality of assisted approach modes that are possible for a non precision approach).

Additionally, said flight management computer 8 also
30 transmits a position indication of the aircraft to said landing aid multimode receiver 5, which indication makes it possible to define the altitude, the longitude and the latitude of the aircraft.

- 35 In the particular embodiment represented in figure 1:
- in a first variant, this position indication is computed by the computer 8, on the basis of information received from various systems and sensors 10, 11, 12; and

- in a second variant, this position indication is computed by the inertial reference unit 12, on the basis of its own sensors (pressure sensors for the altitude, inertial platform).

5

The piloting system 1 in accordance with the invention comprises, moreover, a satellite-based positioning device 16, which is linked with a GPS ("Global Positioning System") type system and which comprises an antenna 17 and a software function 18 which is integrated into the landing aid multimode receiver 5.

By virtue of the integration in accordance with the invention of said so-called FLS assisted approach mode function (which makes it possible to implement a non precision approach) into said landing aid multimode receiver 5, it is possible to use links between equipment (computers, sensors) that already exist, and the implementation of the invention requires only modifications of software type, thereby making it possible of course to reduce the cost and bulk.

Moreover, this solution is very robust and upgradeable, since in general it requires only software updates.

25

Furthermore, numerous functionalities relating to the use of the parameters emanating from the landing aid multimode receiver 5, which functionalities are for example integrated into the user device 4 and which are developed in respect of instrument approach modes (for example ILS), are reusable when an FLS assisted approach mode (in respect of a non precision approach) is selected. In a non-limiting manner, mention may be made of the automatic pilot guidance laws, as well as the displaying on a display screen of the deviations between the position of the aircraft and the approach axis [in this case however, a different display symbology is preferably used in FLS assisted approach mode (in respect of a non precision approach) to

attract the pilot's attention to the activation of this model]. Thus, the architecture in accordance with the invention of the piloting system 1 facilitates the production of a man/machine interface which is as akin
5 as possible to the standard interface corresponding to an ILS instrument approach.

In another embodiment represented in figure 2, in a first variant, the inertial reference unit 12 is
10 connected directly by a specific link 19 to the software function 18 of the GPS device 16. It receives a GPS position indication from this GPS device 16.

In this case, said inertial reference unit 12
15 determines, on the basis of its own position indication and of this GPS position indication, a refined position indication, thereby making it possible of course to increase the precision of the position indication which is then transmitted to the multimode receiver 5, via
20 the computer 8 and the links 15 and 9.

It will be noted that, in the embodiments of figures 2 to 4, the sensors and the links of the piloting system 1 which do not participate in the determination and in
25 the transmission of the position indication have been presented by dashed lines.

In a second variant of the embodiment of figure 2, the piloting system 1 comprises a link 22 (represented
30 chain dotted) instead of the link 19. This link 22 connects the software function 18 of the GPS device 16 directly to the flight management computer 8. In this variant, said computer 8 receives a position indication (preferably comprising the altitude, the longitude and
35 the latitude of the aircraft) which is computed by the inertial reference unit 12, directly from the latter via the link 15, and a GPS position indication, directly from said software function 18 via the link 22. Said computer 8 computes, on the basis of these two

position indications, a refined position indication, which it transmits to the multimode receiver 5. The advantage of this second variant over the first variant of figure 2, resides in the fact that this variant does
5 not require any modification of the software of the inertial reference unit 12.

The embodiment of figure 3 is akin to that of the first variant of figure 2, the only difference being that the
10 inertial reference unit 12 transmits the refined position indication directly to the multimode receiver 5, with the aid of a specific link 20, that is to say without going via the computer 8.

15 This makes it possible to improve the level of integrity of the aircraft's position indication. Specifically, the computer 8 presents a level of integrity which is lower than the levels of integrity of the unit 12 and of the multimode receiver 5. As a
20 result of this, the level of integrity of the information is better when the multimode receiver 5 receives it from the unit 12 than when it receives said information from the computer 8.

25 Another advantage of this embodiment resides in the fact that the delay between the moment at which data (GPS signals, information from the sensors of the inertial reference unit 12) making it possible to compute said position indications, are received aboard
30 the aircraft, and the moment at which said position indications are received by the multimode receiver 5, is less than in said first variant of the embodiment of figure 2, since the operation of processing of said position indications by the computer 8 is eliminated.

35

This makes it possible to improve the performance of the guidance carried out (for example by the automatic pilot) on the basis of the information regarding departure (of the position of the aircraft from the

virtual approach axis) that is formulated by the multimode receiver 5. For example, it is possible to estimate this delay at around 1 second (corresponding to a distance traveled by the aircraft, hence to a position error, of around 72 meters for an approach speed of 140 knots) in the example of the first variant of figure 2, and at only 150 milliseconds (i.e. a position error of around 11 meters) in the example of figure 3. However, the guidance laws integrated into the automatic pilot are optimized for the ILS mode, in which a delay due to the processing of the information is of the order of 100 milliseconds (i.e. a position error of around 7 meters). Said position error of around 11 meters being much like the position error of around 7 meters corresponding to the ILS mode, it is readily understood that the performance of the guidance will be better in the example of figure 3 than in the example of the first variant of figure 2 (position error of around 72 meters). However, it should be noted that, even in the example of the first variant of figure 2, the position error remains well below the precision required during the approach, which is of the order of 180 meters.

In another embodiment represented in figure 4, the inertial reference unit 12 is connected directly to the multimode receiver 5, by way of a specific link 21 which can correspond, for example, to the link 20 of figure 3.

30

In this last embodiment, the multimode receiver 5 determines a refined position indication of the aircraft, on the basis:

- of a position indication which is provided by the software function 18 (GPS) which is integrated into said multimode receiver 5; and
- of a position indication which is determined by the inertial reference unit 12 (on the basis of data emanating from anemometric and/or inertial sensors)

and which is transmitted by the link 21.

Additionally, it will be noted that:

- 5 - in the first variant of the embodiment of figure 2
and in the embodiment of figure 3, the position
indication that the inertial reference unit 12
receives from the GPS device 16 corresponds to raw
data, that is to say to data of relative position of
the aircraft with respect to various GPS satellites;
10 and
- in the second variant of the embodiment of figure 2
and in the embodiment of figure 4, the position
indication determined by the software function 18
corresponds, preferably, to a position of the
15 aircraft in a terrestrial reference frame and
characterized for example by its latitude, its
longitude and its altitude.

CLAIMS

1. An aircraft piloting system, at least for piloting the aircraft during a non precision approach with a view to a landing, said piloting system (1) comprising:
 - information sources (2) which provide at least one indication of position relating to the actual position of the aircraft and information making it possible to characterize a virtual approach axis;
 - an information processing unit (3), which processes information emanating from said information sources (2) and which is able to determine lateral and vertical deviations between the actual position of the aircraft and the position that it would have if it were on said virtual approach axis; and
 - a user device (4), which uses the results of processings implemented by said information processing unit (3),wherein said information processing unit (3) comprises a landing aid multimode receiver (5) intended for implementing a precision approach and moreover comprising an assisted approach mode function (6), which is integrated into said receiver (5) and which is able to implement a non precision approach, by determining the lateral and vertical deviations between the actual position of the aircraft and the position that it would have if it were on said virtual approach axis.
2. The piloting system as claimed in claim 1, wherein said landing aid multimode receiver (5) comprises a satellite-based positioning function (18), linked with a satellite-based positioning system.
3. The piloting system as claimed in either one of

claims 1 and 2,
wherein said information sources (2) comprise a
flight management computer (8).

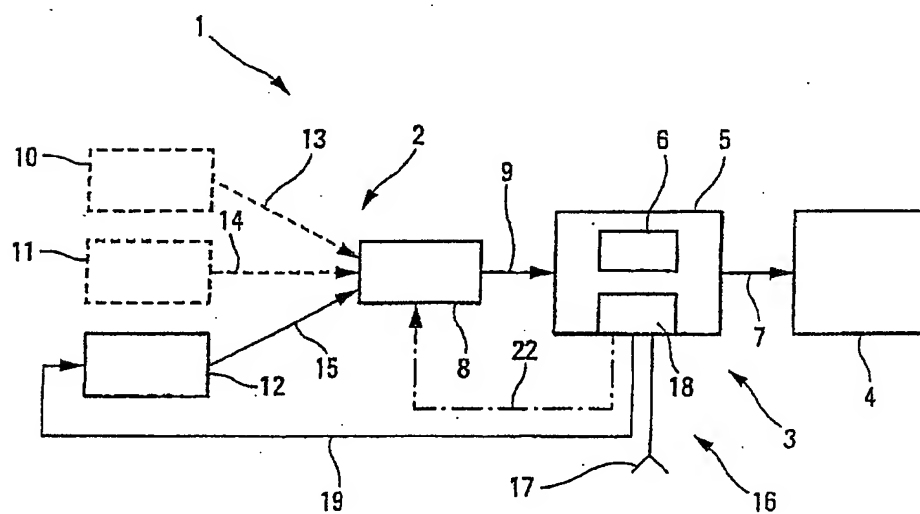
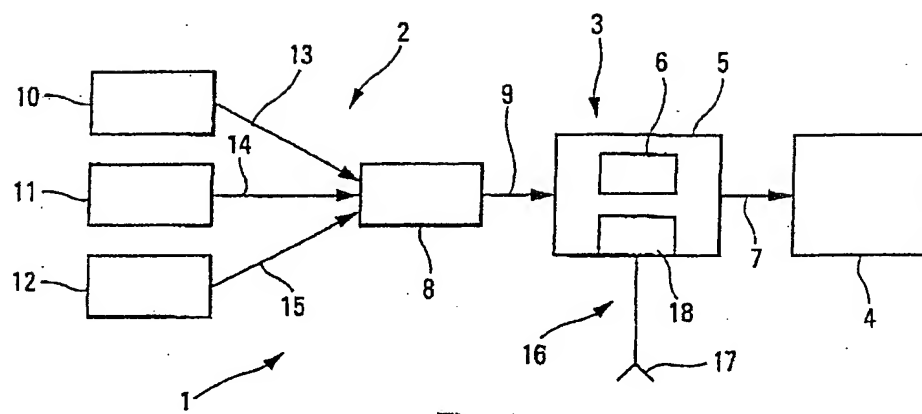
- 5 4. The piloting system as claimed in claim 3,
 wherein said information sources (2) comprise,
 moreover, a plurality of sensors (10, 11, 12)
 which are connected to said flight management
 computer (8).
- 10 5. The piloting system as claimed in either one of
 the preceding claims,
 wherein said information sources (2) comprise,
 moreover, an inertial reference unit (12) which
15 determines a first position indication of the
 aircraft.
6. The piloting system as claimed in claim 5,
 wherein said inertial reference unit (12) provides
20 said first position indication to a flight
 management computer (8), which transmits this
 first position indication to said landing aid
 multimode receiver (5).
- 25 7. The piloting system as claimed in claim 5,
 wherein said inertial reference unit (12) provides
 said first position indication directly to said
 landing aid multimode receiver (5), by way of a
 specific link (21).
- 30 8. The piloting system as claimed in claim 7,
 wherein said landing aid multimode receiver (5)
 comprises a satellite-based positioning function
 (18) linked with a satellite-based positioning
35 system, which determines a second position
 indication, and wherein said landing aid multimode
 receiver (5) determines on the basis of said first
 and second position indications a first refined
 position indication.

9. The piloting system as claimed in claim 5,
which comprises a satellite-based positioning
device (16) which determines a third position
indication which it provides to said inertial
reference unit (12), and wherein said inertial
reference unit (12) determines a second refined
position indication on the basis of said first and
third position indications.
10. The piloting system as claimed in claim 9,
wherein said inertial reference unit (12) provides
said second refined position indication to the
flight management computer (8), which transmits
this second refined position indication to said
landing aid multimode receiver (5).
11. The piloting system as claimed in claim 9,
wherein said inertial reference unit (12) provides
said second refined position indication directly
to said landing aid multimode receiver (5), by way
of a specific link (20).
12. The piloting system as claimed in claim 5,
which comprises a satellite-based positioning
device (16) which determines a fourth position
indication which it provides to a flight
management computer (8), wherein said inertial
reference unit (12) provides said first position
indication likewise to said flight management
computer (8), and wherein said flight management
computer (8) determines, on the basis of said
first and fourth position indications, a third
refined position indication, which it transmits to
said landing aid multimode receiver (5).
13. An aircraft,
which comprises a piloting system (1) such as that
specified under either one of the claims 1 to 12.

ABSTRACT

- Aircraft piloting system, at least for piloting the aircraft during a non precision approach with a view to a landing.
- The piloting system (1) comprises information sources (2) which provide at least one indication of the actual position of the aircraft and information making it possible to characterize a virtual approach axis, and an information processing unit (3), which comprises a landing aid multimode receiver (5) which comprises an assisted approach mode function (6), which is able to determine the lateral and vertical deviations between the actual position of the aircraft and the position that it would have if it were on said virtual approach axis, and which transmits the lateral and vertical deviations thus determined to a user device (4).

Figure for the abstract: Fig. 1



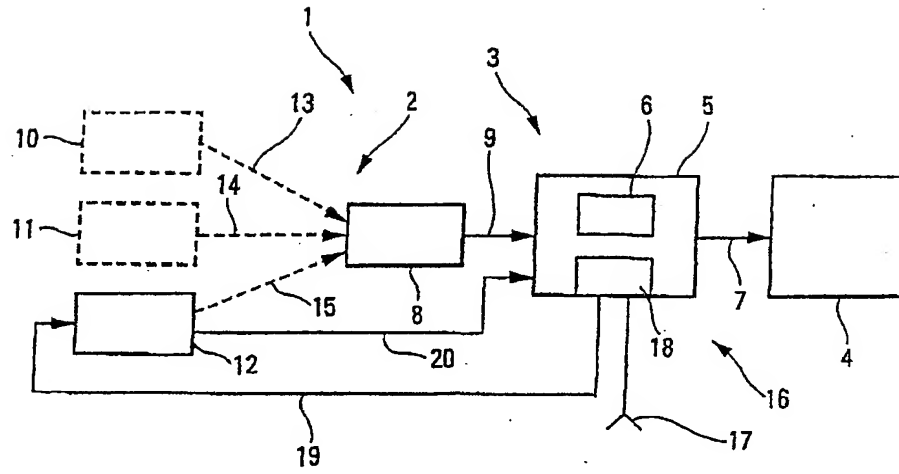


Fig. 3

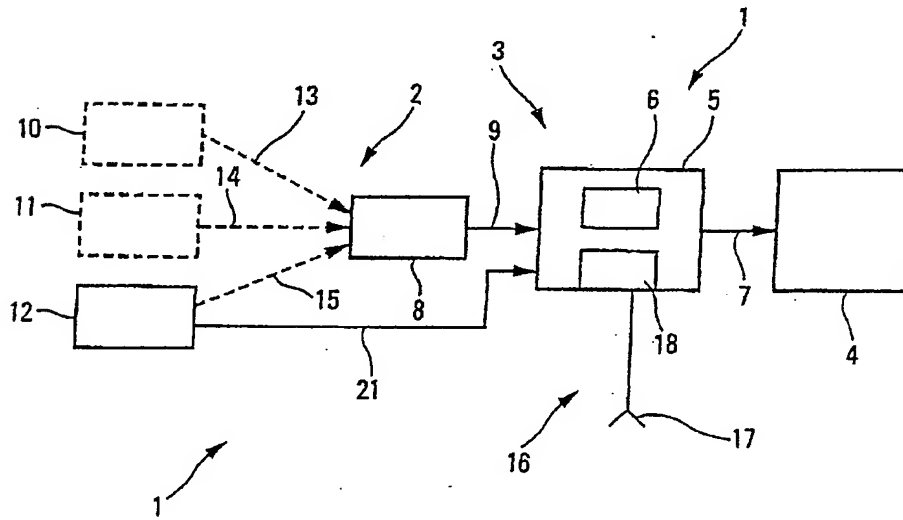


Fig. 4



BREVET D'INVENTION

CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

COPIE CERTIFIÉE CONFORME

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le titre de propriété industrielle, correspondant à la demande ci-annexée, a été délivré le 05 août 2005

Fait à Paris le 22 SEP. 2006

Pour le Directeur général de l'Institut
national de la propriété industrielle
Le Chef du Département des brevets

Martine PLANCHE

INSTITUT
NATIONAL DE
LA PROPRIÉTÉ
INDUSTRIELLE

SIEGE
26 bis, rue de Saint-Petersbourg
75800 PARIS cedex 08
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23
www.inpi.fr

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

page 1/2




Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 540 e / 210502

REMISE DES PIÈCES DATE 19 MARS 2003 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0303336 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE 19 MARS 2003 PAR L'INPI		<input checked="" type="checkbox"/> NOM ET ADRESSE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE À QUI LA CORRESPONDANCE DOIT ÊTRE ADRESSÉE CABINET BONNÉTAT 29, Rue de Saint-Pétersbourg 75008 PARIS	
Vos références pour ce dossier (facultatif) AF-732			
Confirmation d'un dépôt par télécopie		<input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie	
2 NATURE DE LA DEMANDE		Cochez l'une des 4 cases suivantes	
Demande de brevet		<input checked="" type="checkbox"/>	
Demande de certificat d'utilité		<input type="checkbox"/>	
Demande divisionnaire		<input type="checkbox"/>	
<i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____ <i>ou demande de certificat d'utilité initiale</i> N° _____ Date _____			
Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i> N° _____ Date _____			
3 TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum) Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.			
4 DÉCLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE		Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ Pays ou organisation _____ N° _____ Date _____ <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»	
5 DEMANDEUR (Cochez l'une des 2 cases)		<input checked="" type="checkbox"/> Personne morale <input type="checkbox"/> Personne physique	
Nom ou dénomination sociale		AIRBUS France	
Prénoms			
Forme juridique		Société par Actions Simplifiée	
N° SIREN		3 9 3 3 4 1 5 3 2	
Code APE-NAF			
Domicile ou siège	Rue	316, Route de Bayonne	
	Code postal et ville	31 06 0 TOULOUSE	
	Pays	FRANCE	
Nationalité		française	
N° de téléphone (facultatif)		N° de télécopie (facultatif)	
Adresse électronique (facultatif)			
<input type="checkbox"/> S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»			

 Remplir impérativement la 2^{ème} page

REMISE DES PIÈCES DATE 19 MARS 2003 LIEU 75 INPI PARIS N° D'ENREGISTREMENT 0303336 NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		Réservé à l'INPI	DB 540 W / 210502
6. MANDATAIRE (s'il y a lieu)			
Nom	HAUER		
Prénom	Bernard		
Cabinet ou Société	CABINET BONNÉTAT		
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel			
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Petersbourg	
	Code postal et ville	75 008 PARIS	
	Pays	FRANCE	
N° de téléphone (facultatif)	01 42 93 66 65		
N° de télécopie (facultatif)	01 42 93 69 51		
Adresse électronique (facultatif)	cab-bonnetat@wanadoo.fr		
7. INVENTEUR (S)		Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques	
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)	
8. RAPPORT DE RECHERCHE		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)	
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> Établissement immédiat <input type="checkbox"/> Établissement différé	
Paiement échelonné de la redevance (en deux versements)		Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt <input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non	
9. RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requête pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenue antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence) : AG	
10. SÉQUENCES DE NUCLEOTIDES ET/OU D'ACIDES AMINÉS		<input type="checkbox"/> Cochez la case si la description contient une liste de séquences	
Le support électronique de données est joint		<input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non	
La déclaration de conformité de la liste de séquences sur support papier avec le support électronique de données est jointe		<input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non	
Si vous avez utilisé l'imprimé «Suite», indiquez le nombre de pages jointes			
11. SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire) Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI 	

La présente invention concerne un système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.

Dans le cadre de la présente invention, on entend par "approche de non précision" (en anglais "non precision approach") une approche qui n'est pas une approche de précision aux instruments, telle que par exemple une approche de type ILS ("Instrument Landing System"). On sait que, pour mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, on utilise des stations sol qui sont situées en bordure de piste et au moins un récepteur radio spécialisé monté à bord de l'aéronef, qui fournit un guidage horizontal et vertical avant et pendant l'atterrissage en présentant au pilote la déviation latérale par rapport à un axe d'approche et la déviation verticale par rapport à un plan de descente. Une telle approche de précision aux instruments apporte une assistance importante et efficace à l'atterrissage (par un guidage latéral et un guidage vertical), en particulier par mauvaise visibilité (brouillard, ...) ou en absence de visibilité.

Une approche de non précision, telle que considérée dans la présente invention, existe donc lorsque les informations précédentes ne sont pas disponibles, tout au moins en partie, de sorte qu'une approche de précision usuelle ne peut pas être mise en œuvre.

La présente invention concerne un système de pilotage permettant de mettre en œuvre une telle approche de non précision.

A cet effet, selon l'invention, ledit système de pilotage du type comportant :

- 25 – des sources d'informations ;

- une unité de traitement d'informations, qui traite des informations issues desdites sources d'informations ; et
- un dispositif utilisateur, qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations,

5 est remarquable en ce que :

- lesdites sources d'informations fournissent à ladite unité de traitement d'informations, au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ; et
- 10 - ladite unité de traitement d'informations comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage qui comprend une fonction de mode d'approche assisté, susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel, et qui transmet les déviations
- 15 latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur.

Un tel récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver"), est destiné de façon usuelle à mettre en œuvre une approche de précision aux instruments, par exemple de type ILS, en utilisant les signaux transmis par les stations sol précitées.

20 Grâce à l'intégration conforme à l'invention de ladite fonction de mode d'approche assisté dite FLS (qui permet de mettre en œuvre une approche de non précision) dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, on peut utiliser des liaisons entre équipements (calculateurs, capteurs) existant déjà, comme précisé ci-dessous, et la mise en œuvre de

25 l'invention nécessite uniquement des modifications de type logiciel, ce qui permet bien entendu de réduire le coût et l'encombrement.

De plus, cette solution est très robuste et évolutive, puisque les éventuelles mises à jour peuvent être réalisées (simplement et rapidement) de façon logicielle.

De façon avantageuse, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites.

5 En outre, dans un mode de réalisation préféré, lesdites sources d'informations comportent un calculateur de gestion de vol, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), ainsi qu'une pluralité de capteurs qui sont reliés audit calculateur de gestion de vol.

10 Par ailleurs, de façon avantageuse, lesdites sources d'informations comportent, de plus, une unité de référence inertielle qui détermine une première indication de position de l'aéronef.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette première indication de position audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

15 En outre, dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Dans ce cas, avantageusement, ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage comprend une fonction de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites, qui détermine une seconde indication de position, et ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage détermine, à partir desdites première et deuxième indications de position, une première indication de position affinée, qui est donc particulièrement précise.

25 Par ailleurs, dans un mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une troisième indication de position qu'il fournit à ladite unité de référence inertielle, et ladite unité de référence inertielle détermine une seconde indication de position affinée à partir desdites

première et troisième indications de position. Ceci permet d'obtenir une indication de position particulièrement fiable et précise.

Dans ce cas, dans une première variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée au calculateur de gestion de vol, qui transmet ensuite cette seconde indication de position affinée audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

Dans une seconde variante, ladite unité de référence inertielle fournit ladite seconde indication de position affinée directement audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique. Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité des indications de position de l'aéronef et, de plus, de réduire leur délai de transmission.

Par ailleurs, dans un autre mode de réalisation particulier, le système de pilotage conforme à l'invention comporte un dispositif de positionnement par satellites qui détermine une quatrième indication de position qu'il fournit à un calculateur de gestion de vol, ladite unité de référence inertielle fournit ladite première indication de position également audit calculateur de gestion de vol, et ledit calculateur de gestion de vol détermine, à partir desdites première et quatrième indications de position, une troisième indication de position affinée, qu'il transmet audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

Les figures 1 à 4 sont les schémas synoptiques de différents modes de réalisation du système de pilotage conforme à l'invention.

Le système 1 conforme à l'invention et représenté dans un mode de réalisation de base sur la figure 1, est destiné au pilotage d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport civil, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision (c'est-à-dire en l'absence d'informa-

tions permettant de mettre en œuvre une approche usuelle de précision aux instruments) en vue d'un atterrissage sur une piste d'atterrissage (non représentée).

Ledit système de pilotage 1 qui est embarqué sur l'aéronef, est du type comportant :

- des sources d'informations 2 ;
- une unité de traitement d'informations 3, qui traite des informations issues desdites sources d'informations 2 ; et
- un dispositif utilisateur 4, qui utilise les résultats des traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations 3.

Selon l'invention :

- lesdites sources d'informations 2 fournissent à ladite unité de traitement d'informations 3 :
 - au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef, indication de position qui peut être déterminée et transmise de différentes façons dans le cadre de la présente invention, comme précisé ci-dessous ; et
 - des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel, pour l'approche de la piste d'atterrissage. Bien entendu, ces informations, considérées dans l'approche de non précision de la présente invention, ne comprennent pas les données de stations sol de guidage comme dans le cas d'une approche de précision aux instruments ; et
- ladite unité de traitement d'informations 3 comporte un récepteur multi-mode d'aide à l'atterrissage 5, de préférence de type MMR ("Multi Mode Receiver") qui comprend une fonction 6 de mode d'approche assisté, dite FLS, relative à une approche de non précision et susceptible de déterminer les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe

d'approche virtuel, et qui transmet les déviations latérale et verticale ainsi déterminées audit dispositif utilisateur 4, par l'intermédiaire d'une liaison 7.

On sait que lors d'une approche de non précision, on peut mettre en œuvre l'un d'une pluralité de modes d'approche assistés possibles, le mode d'approche assisté utilisé étant sélectionné par le pilote. Selon ces modes d'approche assistés :

- un axe d'approche virtuel est déterminé, notamment à partir d'informations contenues dans une base de données embarquée à bord de l'aéronef et faisant partie desdites sources d'informations 2 ;
- les déviations latérale et verticale de la position de l'aéronef (dont une indication de position est reçue desdites sources d'informations 2) par rapport à cet axe d'approche virtuel, sont calculées par l'intermédiaire de ladite fonction 6 de mode d'approche assisté FLS, qui est intégrée selon l'invention dans ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 ; et
- l'aéronef est alors piloté de manière à annuler ces déviations.

Plus précisément, ledit dispositif utilisateur 4 utilise les informations fournies par ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 pour permettre le guidage de l'aéronef jusqu'à son atterrissage, soit directement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un pilote automatique), soit indirectement (le dispositif utilisateur 4 peut alors comporter un écran de visualisation, pour présenter lesdites informations au pilote qui réalise dans ce cas le guidage).

Comme on peut le voir sur les figures 1 à 4, lesdites sources d'informations 2 comportent un calculateur de gestion de vol 8, de préférence de type FMS ("Flight Management System"), qui est relié par une liaison 9 audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, ainsi qu'une pluralité de capteurs 10, 11, 12 qui sont reliés respectivement par des liaisons 13,

14, 15 audit calculateur de gestion de vol 8 et qui comportent notamment :

- un radiophare 10 d'alignement omnidirectionnel VHF, de préférence de type VOR ("VHF Omnidirectional Range"). Un tel radiophare omnidirectionnel à très haute fréquence et courte portée, fournit à bord de l'aéronef l'indication d'un relèvement du radiophare ou les écarts gauche et droit par rapport à la route ;
- un dispositif de mesure de distance 11, de préférence de type DME ("Distance Measuring Equipment"). Un tel dispositif mesure le temps aller-retour de signaux entre l'aéronef et un émetteur/récepteur au sol et en déduit la distance et la vitesse sol ; et
- une unité de référence inertielle 12, de préférence de type IRS ("Inertial Reference System") ou de type ADIRS ("Air Data and Inertial Reference System").

15 Le calculateur de gestion de vol 8 transmet au récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5 des informations (position du seuil de la piste d'atterrissage, pente ou angle de descente, ...) issues, par exemple, d'une base de données et permettant de caractériser un axe d'approche virtuel qui est représentatif du mode d'approche assisté, sélectionné par le pilote (parmi la pluralité de modes d'approche assistés qui sont possibles pour une approche de non précision).

20 Par ailleurs, ledit calculateur de gestion de vol 8 transmet également audit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage 5, une indication de position de l'aéronef, qui permet de définir l'altitude, la longitude et la latitude de l'aéronef.

25 Dans le mode de réalisation particulier représenté sur la figure 1 :

- dans une première variante, cette indication de position est calculée par le calculateur 8, à partir d'informations reçues de différents systèmes et capteurs 10, 11, 12 ; et

réside dans le fait que cette variante ne nécessite pas de modification du logiciel de l'unité de référence inertielle 12.

Le mode de réalisation de la figure 3 est proche de celui de la première variante de la figure 2, la seule différence étant que l'unité de référence inertielle 12 transmet l'indication de position affinée, directement,
5 au récepteur multimode 5, à l'aide d'une liaison spécifique 20, c'est-à-dire sans passer par le calculateur 8.

Ceci permet d'améliorer le niveau d'intégrité de l'indication de position de l'aéronef. En effet, le calculateur 8 présente un niveau d'intégrité
10 qui est plus faible que les niveaux d'intégrité de l'unité 12 et du récepteur multimode 5. Il en résulte que le niveau d'intégrité des informations est meilleur lorsque le récepteur multimode 5 les reçoit de l'unité 12 que lorsqu'il les reçoit du calculateur 8.

Un autre avantage de ce mode de réalisation réside dans le fait
15 que le retard entre le moment où des données (signaux GPS, informations des capteurs de l'unité de référence inertielle 12) permettant de calculer lesdites indications de position, sont reçues à bord de l'aéronef, et le moment où lesdites indications de position sont reçues par le récepteur multimode 5, est moindre que dans ladite première variante du mode de réalisation de la figure 2, puisque l'on supprime l'opération de traitement des-
20 dites indications de position par le calculateur 8.

Cela permet d'améliorer les performances du guidage réalisé (par exemple par le pilote automatique) à partir des informations d'écart (entre la position de l'aéronef et l'axe d'approche virtuel) élaborées par le récepteur multimode 5. Par exemple, on peut estimer ce retard à environ 1 se-
25 conde (correspondant à une distance parcourue par l'aéronef, donc à une erreur de position, d'environ 72 mètres pour une vitesse d'approche de 140 nœuds) dans l'exemple de la première variante de la figure 2, et à seulement 150 millisecondes (soit une erreur de position d'environ 11 mè-

5 tres) dans l'exemple de la figure 3. Or, les lois de guidage intégrées dans
 le pilote automatique sont optimisées pour le mode ILS, dans lequel un
 retard dû au traitement des informations est de l'ordre de 100 millise-
 condes (soit une erreur de position d'environ 7 mètres). Ladite erreur de
 position d'environ 11 mètres étant voisine de l'erreur de position d'environ
 7 mètres correspondant au mode ILS, on comprend aisément que les per-
 formances du guidage seront meilleures dans l'exemple de la figure 3 que
 dans l'exemple de la première variante de la figure 2 (erreur de position
 d'environ 72 mètres). Toutefois, il convient de noter que, même dans
 10 l'exemple de la première variante de la figure 2, l'erreur de position reste
 bien inférieure à la précision requise lors de l'approche, laquelle est de
 l'ordre de 180 mètres.

Dans un autre mode de réalisation représenté sur la figure 4,
 l'unité de référence inertielle 12 est reliée directement au récepteur multi-
 15 mode 5, par l'intermédiaire d'une liaison spécifique 21 qui peut corres-
 pondre, par exemple, à la liaison 20 de la figure 3.

Dans ce dernier mode de réalisation, le récepteur multimode 5 dé-
 termine une indication de position affinée de l'aéronef, à partir :

- 20 – d'une indication de position qui est fournie par la fonction logicielle 18
 (GPS) qui est intégrée dans ledit récepteur multimode 5 ; et
- d'une indication de position qui est déterminée par l'unité de référence
 inertielle 12 (à partir de données issues de capteurs anémométriques
 et/ou inertiels) et qui est transmise par la liaison 21.

Par ailleurs, on notera que :

- 25 – dans la première variante du mode de réalisation de la figure 2 et dans
 le mode de réalisation de la figure 3, l'indication de position que l'unité
 de référence inertielle 12 reçoit du dispositif GPS 16 correspond à des
 données brutes ("raw data"), c'est-à-dire à des données de position re-
 lative de l'aéronef par rapport à différents satellites GPS ; et

- dans la seconde variante du mode de réalisation de la figure 2 et dans le mode de réalisation de la figure 4, l'indication de position déterminée par la fonction logicielle 18 correspond, de préférence, à une position de l'aéronef dans un référentiel terrestre, caractérisée par exemple par sa latitude, sa longitude et son altitude.

REVENDEICATIONS

1. Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage, ledit système de pilotage (1) comportant :

- 5 – des sources d'informations (2) qui fournissent au moins une indication de position relative à la position effective de l'aéronef et des informations permettant de caractériser un axe d'approche virtuel ;
- une unité de traitement d'informations (3), qui traite des informations issues desdites sources d'informations (2) et qui est susceptible de dé-
- 10 terminer des déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel ; et
- un dispositif utilisateur (4), qui utilise les résultats de traitements mis en œuvre par ladite unité de traitement d'informations (3),

15 caractérisé en ce que ladite unité de traitement d'informations (3) comporte un récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5) destiné à mettre en œuvre une approche de précision et comprenant de plus une fonction (6) de mode d'approche assisté, qui est intégrée dans ledit récepteur (5) et qui est susceptible de mettre en œuvre une approche de non

20 précision, en déterminant les déviations latérale et verticale entre la position effective de l'aéronef et la position qu'il aurait s'il était sur ledit axe d'approche virtuel.

2. Système de pilotage selon la revendication 1, caractérisé en ce que ledit récepteur multimode d'aide à l'atterrissage (5)

25 comprend une fonction (18) de positionnement par satellites, en liaison avec un système de positionnement par satellites.

3. Système de pilotage selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisé en ce que lesdites sources d'informations (2) comportent un

calculateur de gestion de vol (8).

1/2

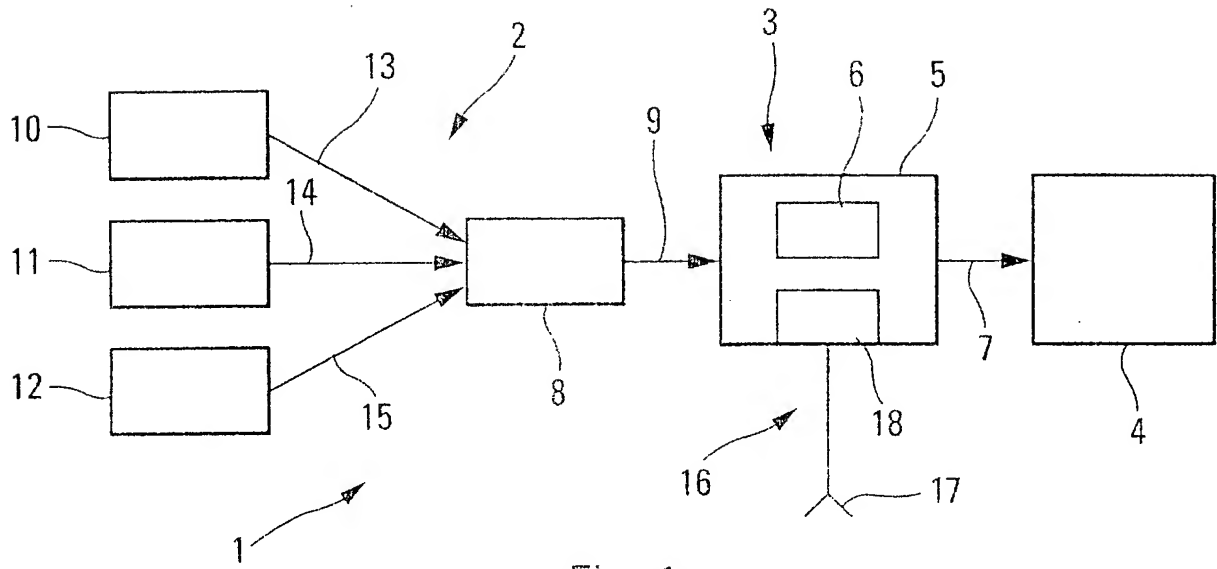


Fig. 1

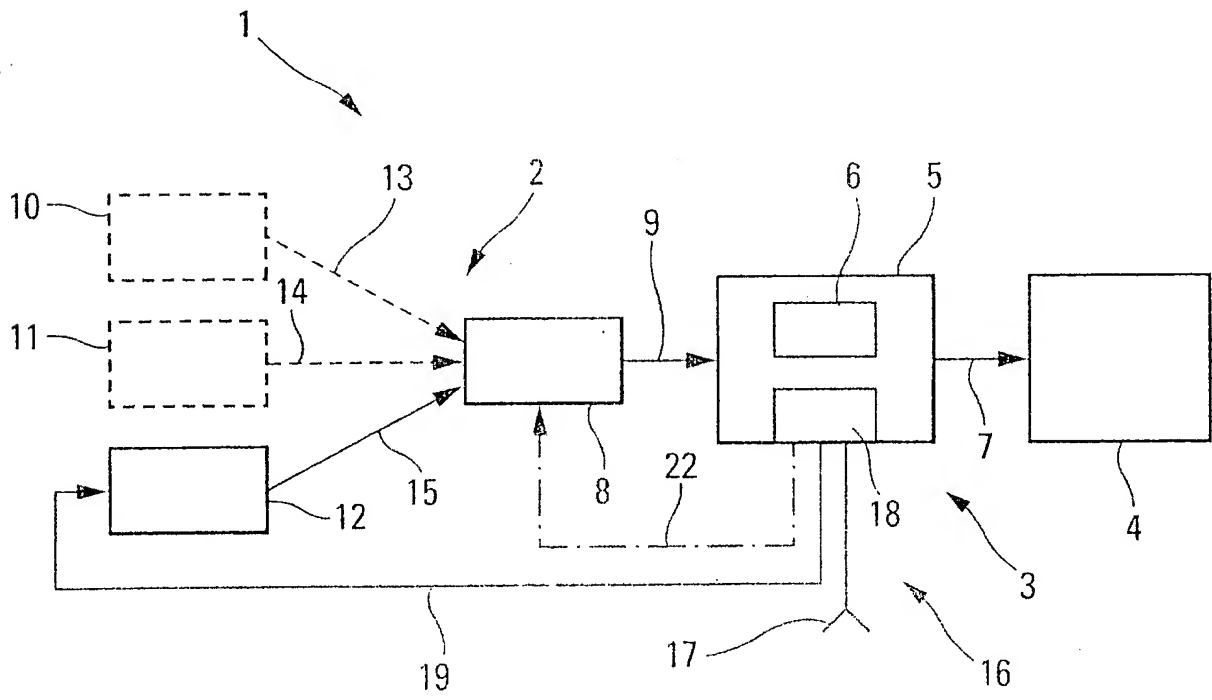


Fig. 2

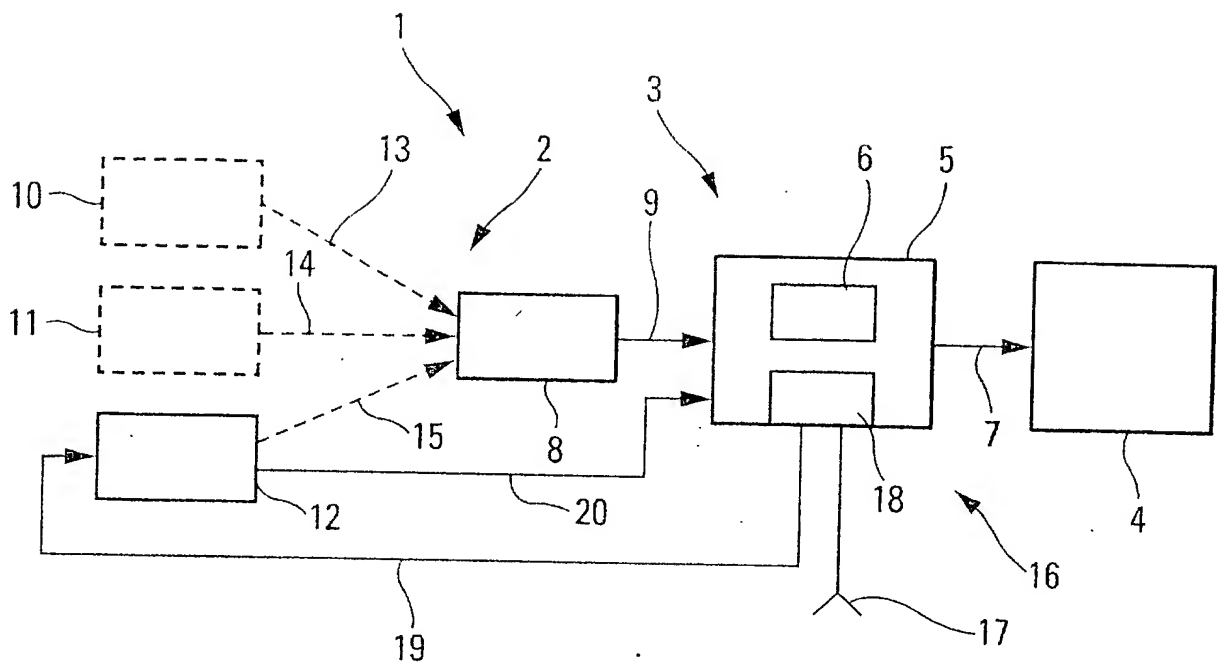


Fig. 3

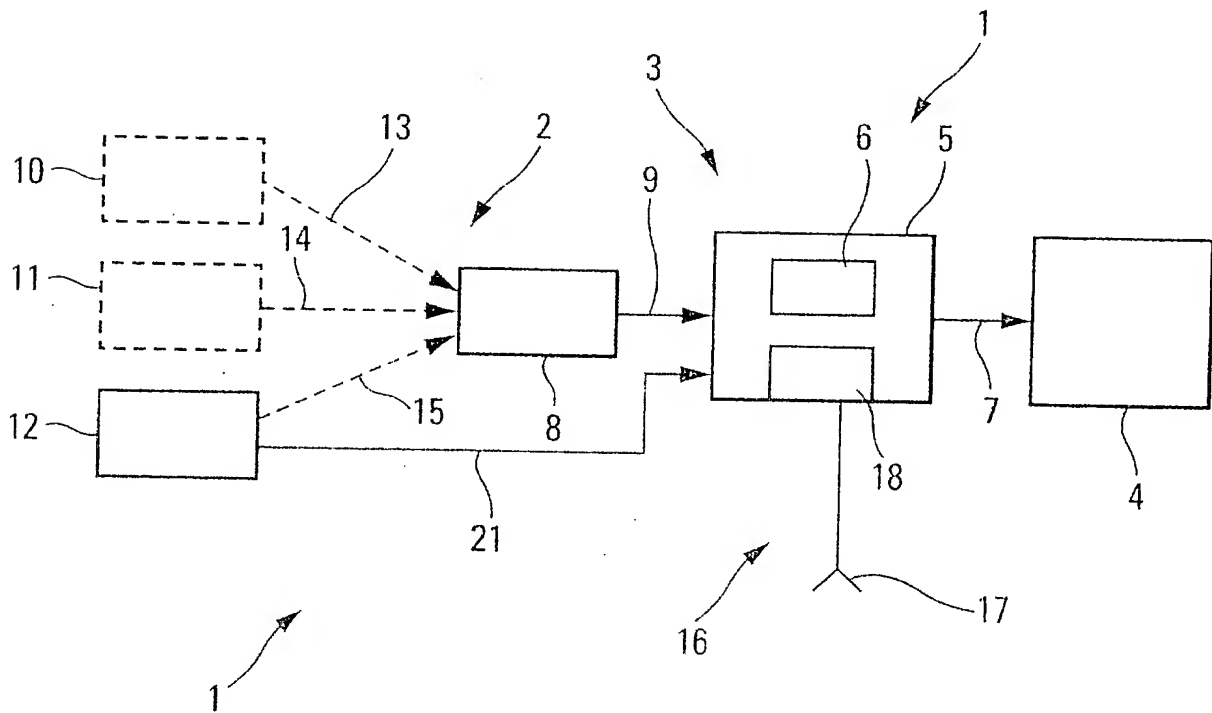


Fig. 4

RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-17 et R.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

Après l'accomplissement de la procédure prévue par les textes rappelés ci-dessus, le brevet est délivré. L'Institut National de la Propriété Industrielle n'est pas habilité, sauf dans le cas d'absence **manifeste** de nouveauté, à en refuser la délivrance. La validité d'un brevet relève exclusivement de l'appréciation des tribunaux.

L'I.N.P.I. doit toutefois annexer à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention. Ce rapport porte sur les revendications figurant au brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ÉTABLISSEMENT DU PRÉSENT RAPPORT DE RECHERCHE

- ☐ Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.
- ☐ Le demandeur a maintenu les revendications.
- ☒ Le demandeur a modifié les revendications.
- ☐ Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.
- ☐ Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.
- ☐ Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITÉS DANS LE PRÉSENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

- ☒ Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.
- ☐ Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.
- ☐ Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.
- ☐ Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

1.ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION

Référence des documents (avec indication, le cas échéant, des parties pertinentes)		Revendications du brevet concernées
US 6 178 379 B1 (DWYER DAVID B) 23 janvier 2001 (2001-01-23) * abrégé * * colonne 1, ligne 20 - colonne 2, ligne 13 * * colonne 2, ligne 41 - colonne 3, ligne 18 * * figure 1 *		1 à 13
EP 1 273 987 A (BOEING CO) 8 janvier 2003 (2003-01-08) * alinéa 0005 - alinéa 0008 * * alinéa 0027 - alinéa 0045 * * alinéa 0055 - alinéa 0061 * * figures 1-4,9A *		1 à 13
US 5 820 080 A (ESCHENBACH RALPH F) 13 octobre 1998 (1998-10-13) * abrégé * * colonne 4, ligne 62 - colonne 6, ligne 22 * * figures 4-6E *		1 à 3
2.ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL NEANT		
3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES		
Référence des documents (avec indication, le cas échéant, des parties pertinentes)		Revendications du brevet concernées
NEANT		

DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg
75800 Paris Cedex 08

Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° 1.../1...

(À fournir dans le cas où les demandeurs et les inventeurs ne sont pas les mêmes personnes)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

09 113 @ W / 270601

Vos références pour ce dossier (facultatif)		AF-732
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL		0303386
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)		
Système de pilotage d'un aéronef, au moins pour piloter l'aéronef lors d'une approche de non précision en vue d'un atterrissage.		
LE(S) DEMANDEUR(S) :		
AIRBUS France		
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) :		
1	Nom	TATHAM
	Prénoms	Gilles
Adresse	Rue	14, Clos des Peupliers
	Code postal et ville	31180 LA SALVETAT SAINT GILLES
Société d'appartenance (facultatif)		
2	Nom	PEYRUCAIN
	Prénoms	Eric
Adresse	Rue	12, Chemin des Mottes
	Code postal et ville	31118 SAINT GENIES BELLEVUE
Société d'appartenance (facultatif)		
3	Nom	
	Prénoms	
Adresse	Rue	
	Code postal et ville	
Société d'appartenance (facultatif)		
S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez plusieurs formulaires. Indiquez en haut à droite le N° de la page suivi du nombre de pages.		
DATE ET SIGNATURE(S) DU (DES) DEMANDEUR(S) OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)		
le 19 mars 2003 Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.